

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ КОМПОЗИТНОГО КАРКАСА СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ИНЕРЦИОННОМ И ТЕПЛОВОМ ВОЗДЕЙСТВИИ

В создании и обеспечении работоспособности космических аппаратов (КА) важную роль играют источники электрической энергии [1]. На сегодняшний день в качестве таких источников применяют солнечные батареи (СБ), состоящие из фотоэлектрических преобразователей (ФП) и несущей конструкции [2]. В качестве несущей конструкции широкое распространение получили жесткие трехслойные каркасы, состоящие из супертонких несущих слоев (НС) из полимерных композиционных материалов (ПКМ) и сотового заполнителя (СЗ) между ними [3, 4].

Несмотря на более чем полувековой опыт применения трехслойных конструкций в авиакосмической технике, до сих пор отсутствуют общепринятые подходы к их оптимальному проектированию [5, 6]. Поэтому обоснованной является разработка методики оптимизации конструктивных параметров каркаса СБ на ранних этапах проектирования.

Целью работы является разработка и программная реализация методики выбора оптимальных значений конструктивных параметров композитного каркаса СБ с СЗ. Для практической реализации методики выбран вариант каркаса СБ, показанный на рис. 1.

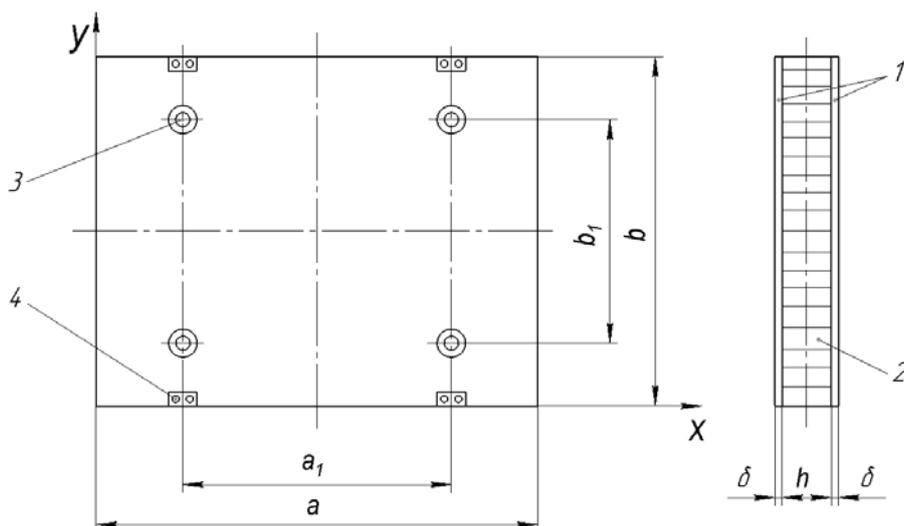


Рисунок 1 – Схема каркаса СБ:

- 1 – композитный несущий слой; 2 – сотовый заполнитель;
- 3 – закладной элемент под установку замков зачековки;
- 4 – закладной элемент под установку шарнирных узлов

Основным элементом каркаса СБ является сотопанель, состоящая из композитных несущих слоев 1, которые с помощью клея соединяются с сотовым наполнителем 2. Ячейка сотового наполнителя имеет правильную шестигранную форму. В специальных отверстиях сотопанели монтируются закладные элементы под установку замков зачековки 3 и шарнирных узлов 4.

При выведении КА в космос панели СБ находятся в сложенном положении, удерживаемые замками зачековки. В этом случае на СБ действуют большие инерционные нагрузки q_x , q_y и q_z (рис. 2). По достижении космическим аппаратом (КА) требуемой орбиты СБ раскрываются в рабочее положение. При эксплуатации панели СБ нагреваются со стороны ФП до температуры t_2 и охлаждаются с другой стороны до температуры t_1 (рис. 3), из-за чего в панели появляются изгибные деформации (показаны круглыми стрелками).

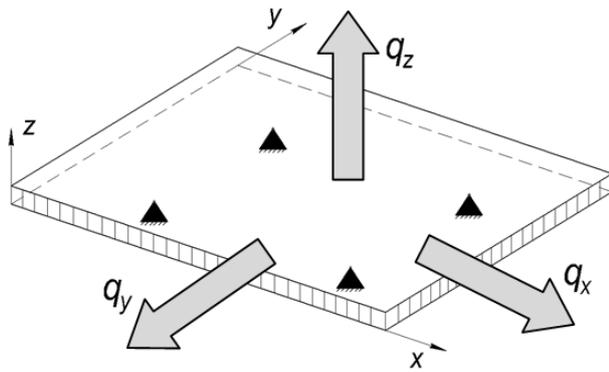


Рисунок 2 – Схема панели СБ на этапе выведения на орбиту с действующими нагрузками

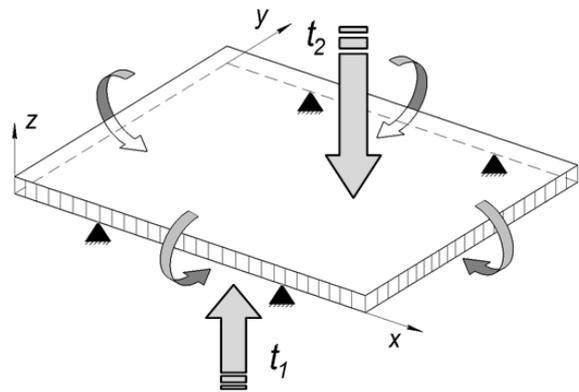


Рисунок 3 – Схема панели СБ в рабочем положении

В данной работе для выбора оптимальных значений конструктивных параметров каркаса СБ использована расчетная схема «балок-полосок» [7]. Она позволяет строить процесс оптимизации при большом числе варьируемых параметров, легко реализуется на ЭВМ, так как приводит к небольшому количеству аналитических зависимостей. РС «балок-полосок» позволяет получить приближенный результат и допускает его последующее уточнение с применением метода конечных элементов.

Системы «балок-полосок» для первого и второго расчетных случаев приведены на рис. 4 и 5 соответственно.

Инерционные нагрузки q_x , q_y и q_z определяются выражениями

$$q_x = m_{сб} n_x f \cdot g, \quad q_y = m_{сб} n_y f \cdot g, \quad q_z = m_{сб} n_z f \cdot g, \quad (1)$$

где $m_{сб}$ – поверхностная масса панели СБ, кг/м²; n_x , n_y , n_z – перегрузки вдоль осей x , y , z соответственно; f – коэффициент безопасности; $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения.

Поверхностную массу панели СБ вычисляют по формуле

$$m_{сб} = 2\rho_{\delta}\delta + \rho_h h + m_{фп} + m_{кл} + m_{эл}, \quad (2)$$

где ρ_{δ} – плотность материала НС; ρ_h – приведенная плотность СЗ; δ – толщина НС; h – высота СЗ; $m_{фп}$, $m_{кл}$, $m_{эл}$ – распределенные массы ФП, клея и электроизоляционного покрытия соответственно.

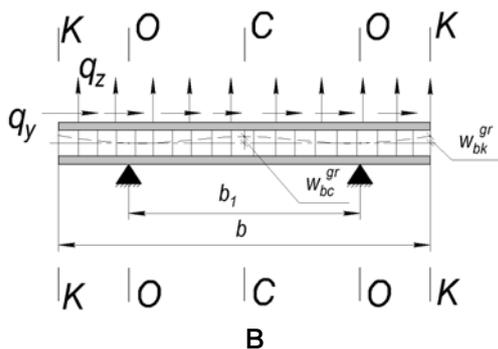
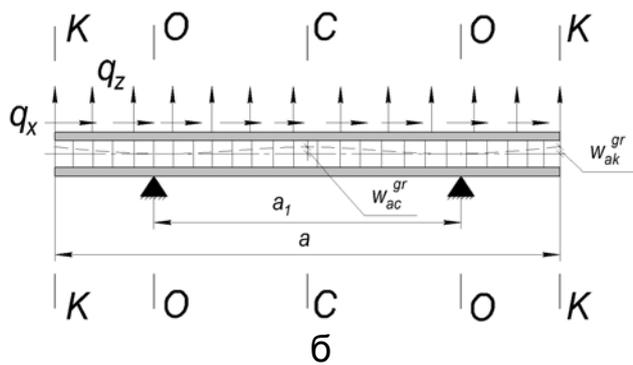
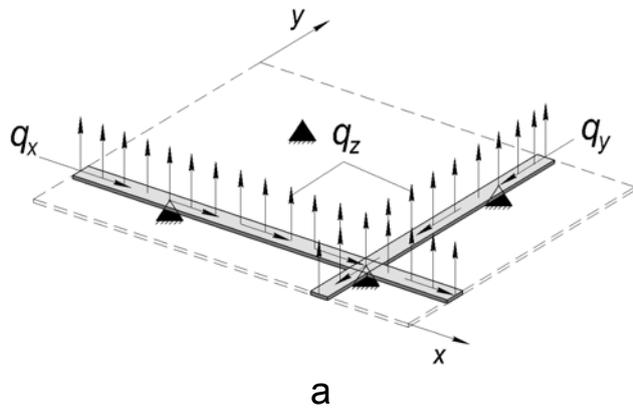


Рисунок 4 – РС «балок-полосок» для первого расчетного случая:
а – система «балок-полосок»;
б – балка, параллельная оси x ;
в – балка, параллельная оси y

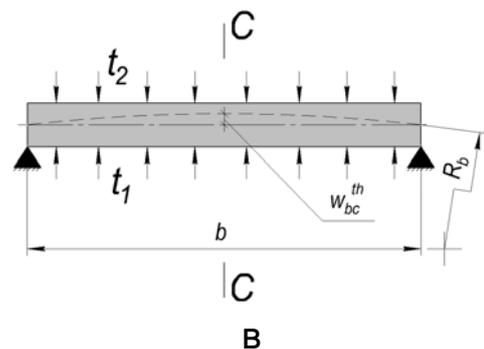
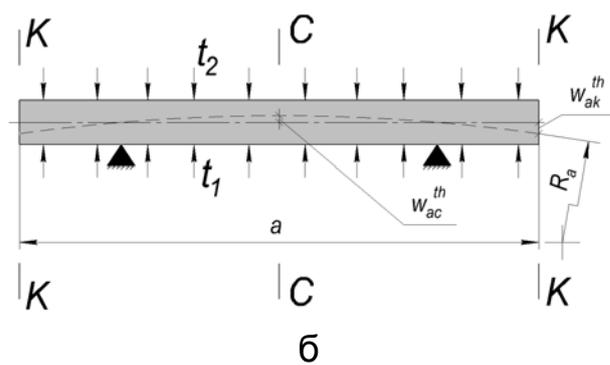
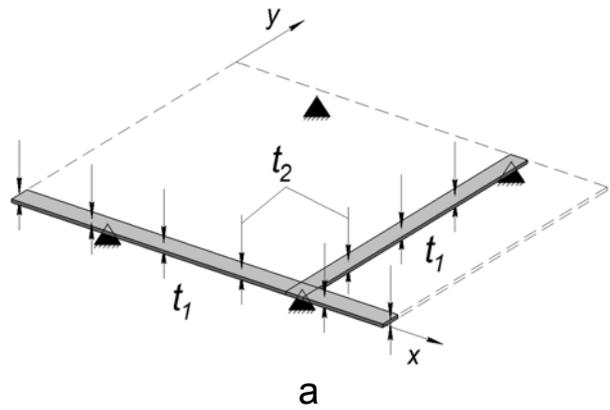


Рисунок 5 – РС «балок-полосок» для второго расчетного случая:
а – система «балок-полосок»;
б – балка, параллельная оси x ;
в – балка, параллельная оси y

Упругие константы и коэффициенты линейного температурного расширения определяют в соответствии с теорией армирования [8].

Приведенные физико-механические характеристики СЗ для случая правильной шестигранной ячейки определи по формулам [9, 10].

Прогибы «балок-полосок» определяют по известным выражениям [11]. Минимальный прогиб «балок-полосок» при неизменной нагрузке будет тогда, когда прогибы в сечениях $K-K$ и $C-C$ станут равны

$$w_{ac}^{gr} = w_{ak}^{gr}, \quad w_{bc}^{gr} = w_{bk}^{gr}. \quad (3)$$

Из условий (3) определено оптимальное отношение расстояния между опорами балки к ее длине:

$$\frac{a_1}{a} \approx 0,5537, \quad \frac{b_1}{b} \approx 0,5537. \quad (4)$$

Максимальные прогибы в панели СБ могут возникнуть либо в центре (точка А на рис. 6), либо в ее углах (точка В).

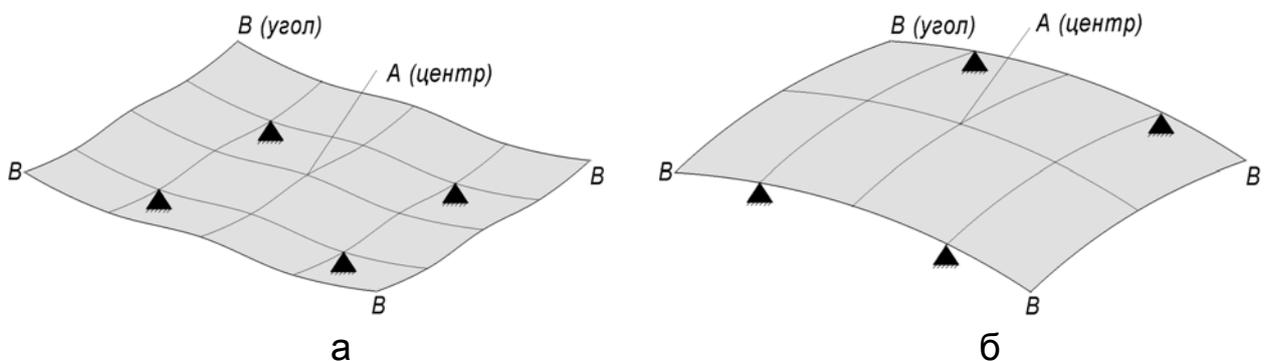


Рисунок 6 – Точки, в которых могут возникнуть максимальные прогибы: а – для первого расчетного случая; б – для второго расчетного случая

Связь между прогибами панели СБ и «балками-полосками» выражается с помощью формул

$$w_{\zeta}^{gr} = w_{ac}^{gr} + w_{bc}^{gr}, \quad w_{\eta}^{gr} = w_{ak}^{gr} + w_{bk}^{gr}, \quad (5)$$

$$w_{\zeta}^{th} = w_{ac}^{th} + w_{bc}^{th}, \quad w_{\eta}^{th} = w_{ak}^{th}, \quad (6)$$

где $w_{\zeta}^{gr}, w_{\eta}^{gr}$ – прогибы в центре и углах каркаса для первого расчетного случая; $w_{\zeta}^{th}, w_{\eta}^{th}$ – прогибы в центре и углах каркаса для второго расчетного случая.

Окончательно

$$w_{\eta}^{gr} = \frac{q_z}{384J} \left\{ \frac{(a-a_1)^4}{E_x} \left[3 + 12\left(\frac{a}{a-a_1}\right) - 8\left(\frac{a}{a-a_1}\right)^3 \right] + \frac{(b-b_1)^4}{E_y} \left[3 + 12\left(\frac{b}{b-b_1}\right) - 8\left(\frac{b}{b-b_1}\right)^3 \right] \right\}; \quad (7)$$

$$w_{\text{ц}}^{\text{gr}} = \frac{q_z}{384J} \left\{ \frac{a_1^4}{E_x} [5 - 6(\frac{a}{a_1} - 1)^2] + \frac{b_1^4}{E_y} [5 - 6(\frac{b}{b_1} - 1)^2] \right\}; \quad (8)$$

$$w_y^{\text{th}} = \frac{\alpha_x(t_2 - t_1)}{8(h + 2\delta)} (a^2 - a_1^2); \quad (9)$$

$$w_{\text{ц}}^{\text{th}} = \frac{(t_2 - t_1)}{8(h + 2\delta)} (\alpha_x a_1^2 + \alpha_y b^2), \quad (10)$$

где E_x , E_y , α_x , α_y – приведенные модули упругости и коэффициенты линейного теплового расширения для несущих слоев вдоль осей x и y соответственно.

Для оценки несущей способности композитных НС в первом расчетном случае использован критерий [12]

$$K = \frac{\sigma_{\partial x}}{\sigma_{\text{кр}x}} + \frac{\sigma_{\partial y}}{\sigma_{\text{кр}y}} \leq 1, \quad (11)$$

где $\sigma_{\partial x}$, $\sigma_{\partial y}$ – действующие нормальные напряжения в обшивках; $\sigma_{\text{кр}x}$, $\sigma_{\text{кр}y}$ – критические напряжения потери устойчивости обшивок.

Анализ вида эпюр изгибающих моментов от действия нагрузки q_z (рис. 7) и продольных сил от действия q_x или q_y (рис. 8) показывает, что наибольшие усилия возникают на опорах (сечение О-О) и в центре «балок-полосок» (сечение С-С).

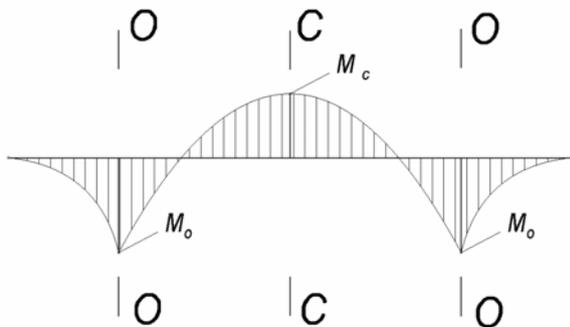


Рисунок 7 – Вид эпюр изгибающих моментов от действия q_z

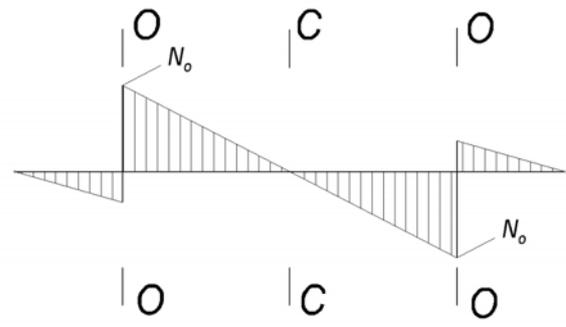


Рисунок 8 – Вид эпюр продольных сил от действия q_x или q_y

В этих сечениях определены действующие напряжения в НС как сумма напряжений от изгиба и сжатия

$$\sigma_{ao} = \frac{q_z(a - a_1)^2}{8(h + \delta)\delta} + \frac{q_x a}{4\delta}, \quad \sigma_{ac} = \frac{q_z a(a - 2a_1)}{8(h + \delta)\delta}; \quad (12)$$

$$\sigma_{bo} = \frac{q_z(b - b_1)^2}{8(h + \delta)\delta} + \frac{q_y b}{4\delta}, \quad \sigma_{bc} = \frac{q_z b(b - 2b_1)}{8(h + \delta)\delta}, \quad (13)$$

где σ_{ao} , σ_{bo} – действующие напряжения в сечении О-О для первой и второй балок соответственно; σ_{ao} , σ_{bo} – действующие напряжения в сечении С-С для первой и второй балок соответственно.

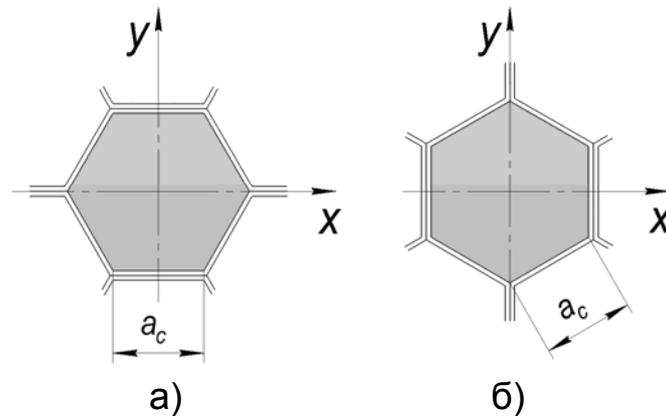


Рисунок 9 – Элемент НС, ограниченный ячейкой соты:
 а – СЗ ориентирован вдоль оси x ;
 б – СЗ ориентирован вдоль оси y

В качестве критических напряжений потери устойчивости, входящих в критерий (12), были приняты критические напряжения потери устойчивости элемента НС [12], ограниченного ячейкой соты с учетом ориентации СЗ (рис. 9)

$$\sigma_{крx} = k_1 E_x \left(\frac{\delta}{a_c} \right)^2, \quad \sigma_{кры} = k_2 E_y \left(\frac{\delta}{a_c} \right)^2, \quad (14)$$

где k_1 , k_2 – коэффициенты, зависящие от ориентации СЗ; δ – толщина НС; a_c – длина стороны ячейки СЗ.

С учетом сказанного выше сформулирована математическая модель задачи оптимизации. Конструктивными переменными являются: h – высота СЗ; n_a , n_b – количество монослоев, направленных вдоль сторон панели a и b соответственно; n_φ – количество монослоев, укладываемых под углами $\pm\varphi$; φ – угол укладки монослоев; a_1 , b_1 – расстояния между осями замков зачековки.

Целевой функцией является поверхностная масса панели СБ $m_{сб}$, которая определяется формулой (4).

К ограничениям на НДС каркаса СБ относятся регламентация прогибов (максимальный прогиб в любой точке панели для всех расчетных случаев не должен превышать допустимого) и отсутствие потери несущей способности НС (критерий (12) не должен превышать единицы).

На основе составленной математической модели задачи разработан алгоритм оптимизации конструктивных параметров каркаса панели СБ, который реализован в виде программного продукта (ПП).

В ПП предусмотрены также дополнительные возможности:

1) двусторонний обмен данными с сертифицированным программным комплексом конечно-элементного анализа в целях проведения в автоматическом режиме поверочного расчета и считывания его результатов (напряжений, прогибов и величин выбранного критерия разрушения). Схема обмена показана на рис. 10;

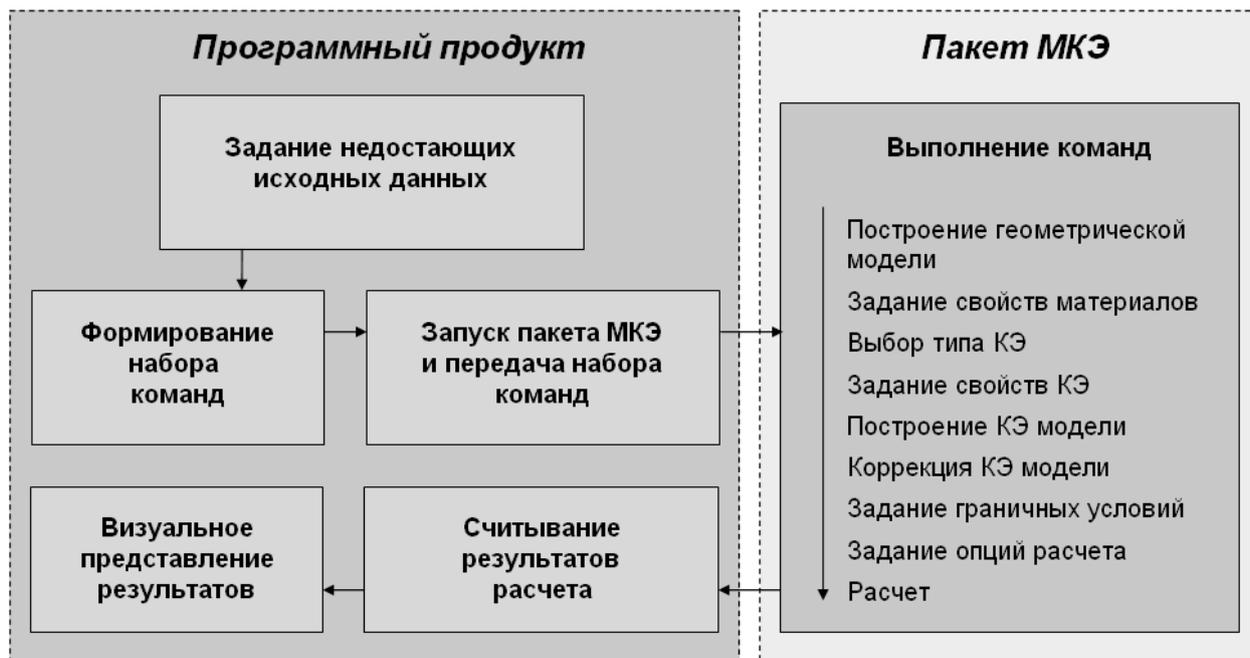


Рисунок 10 – Схема двустороннего обмена данными между разработанным ПП и программным комплексом конечно-элементного анализа

2) визуализация ограничений НДС панели, а также изменений приведенных физико-механических свойств (ФМХ) НС в зависимости от их структуры, что позволит пользователю контролировать правильность численного определения выходных значений конструктивных переменных в ходе оптимизационного расчета, а также прогнозировать поведение рассматриваемой системы при изменении значений входных конструктивных переменных.

С помощью разработанного ПП выполнен проектировочный и поверочный расчеты варианта каркаса СБ.

Габаритные размеры каркаса СБ приняты следующими:

$$a = 2,5 \text{ м}; b = 2 \text{ м}.$$

В табл. 1 приведены значения равномерно распределенных масс панели СБ.

Таблица 1 – Распределенные массы панели СБ

Параметр	Значение
Ориентировочный расход клея $m_{кл}$, кг/м ²	0,1
Распределенная масса ФП $m_{фп}$, кг/м ²	1,8
Электроизоляционное покрытие (пленка полиимидная, толщина 20 мкм, плотность 1500 кг/м ³) $m_{эл}$, кг/м ²	0,03

В качестве материала для НС выбран однонаправленный углепластик на основе волокон STS-40 и связующего L-285. Физико-механические характеристики монослоя приведены в табл. 2.

Таблица 2 – ФМХ монослоя углепластика

Характеристика		Значение
Модуль упругости вдоль волокон E_1 , ГПа		150
Модуль упругости поперек волокон E_2 , ГПа		8
Модуль сдвига G_{12} , ГПа		4
Предел прочности вдоль волокон	при растяжении σ_{BP1} , МПа	1300
	при сжатии σ_{BC1} , МПа	1200
Предел прочности поперек волокон	при растяжении σ_{BP2} , МПа	40
	при сжатии σ_{BC2} , МПа	100
Предел прочности при сдвиге в плоскости монослоя T_{B12} , МПа		50
Коэффициент Пуассона μ_{12}		0,3
КЛТР вдоль волокон α_1 , 1/°С		$-2 \cdot 10^{-6}$
КЛТР поперек волокон α_2 , 1/°С		$40 \cdot 10^{-6}$
Толщина δ_m , мм		0,05
Плотность ρ_δ , кг/м ³		1450

С3 изготавливается из алюминиевой фольги АМг-2Н. ФМХ С3 сведены в табл. 3.

Таблица 3 – ФМХ С3

Характеристика		Значение
Сторона ячейки С3 a_c , мм		5
Толщина фольги δ_ϕ , мм		0,03
Приведенный модуль упругости E_z , ГПа		69
Приведенный модуль сдвига	вдоль двойных граней G_{II} , ГПа	135
	поперек двойных граней G_I , ГПа	90
Плотность $\rho_{с3}$, кг/м ³		25

Действующие на панель СБ инерционные и температурные нагрузки приведены в табл. 4.

Таблица 4 – Нагрузки на панель СБ для двух расчетных случаев

Нагрузка	Значение
Первый расчетный случай – выведение в космос	
Перегрузка вдоль оси x n_x	15
Перегрузка вдоль оси y n_y	10
Перегрузка вдоль оси z n_z	10
Второй расчетный случай – эксплуатация СБ на орбите	
Температура со стороны ФП t_2 , °С	100
Температура обратной стороны СБ t_1 , °С	-160

Остальные данные сведены в табл. 5.

Таблица 5 – Дополнительные данные

Параметр	Значение
Допустимый относительный прогиб $[\bar{w}]$	0,2
Интервал высот СЗ $h_{min} \dots h_{max}$, мм	10...30
Направление двойных граней СЗ	вдоль стороны a

Полученные результаты приведены в табл. 6.

Таблица 6 – Результаты оптимизационного расчета

Параметр	Вариант	
	№1	№2
Количество монослоев n_a , уложенных вдоль стороны a	0	1
Количество монослоев n_b , уложенных вдоль стороны b	1	0
Количество монослоев n_φ , уложенных под углом φ	2	2
Угол укладки монослоев φ , градус	31	61
Высота СЗ h , мм	24,5	24,58
Поверхностная масса каркаса $m_{сб}$, кг/м ²	1,127	1,129

Все этапы поверочного расчета от построения геометрической модели до выполнения статического расчета проводятся автоматически. После завершения вычислений управление передается обратно в ПП.

Приведем основные результаты для сопоставления проектировочного и поверочного расчетов (рис. 11–13).

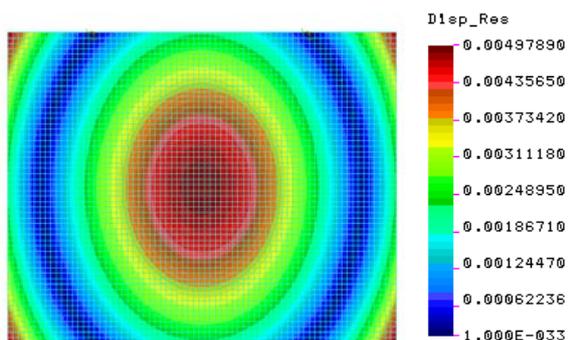


Рисунок 11 – Распределение перемещений каркаса СБ, м, для второго расчетного случая

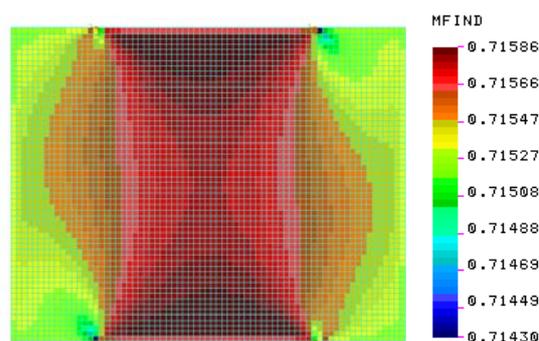


Рисунок 12 – Распределение максимальных значений критерия Хилла для второго расчетного случая

Максимальный прогиб составляет $W_{max} = 4,98$ мм, что соответствует относительному прогибу $\bar{W} = 0,2033$. Допустимый относительный прогиб составлял $[\bar{W}] = 0,2$ (см. табл. 5), т.е. прогнозируемый при оптимизационном расчете и полученный в ходе поверочного расчета относительные прогибы практически совпадают.

Величина критерия не превышает единицы, что свидетельствует о неразрушении НС.

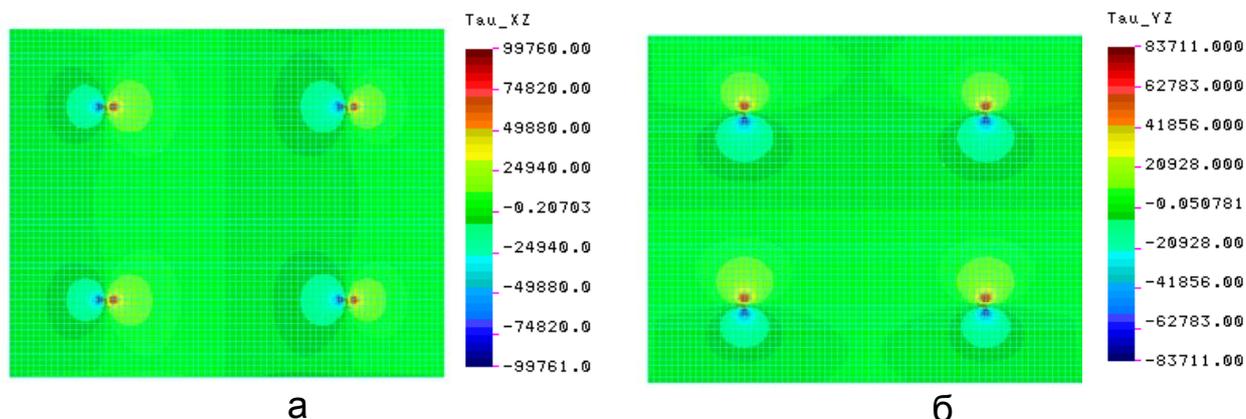


Рисунок 13 – Приведенные касательные напряжения в С3, Па, для первого расчетного случая:

а – T_{xz} ; б – T_{yz}

Полученные значения приведенных касательных напряжений T_{xz} , T_{yz} в С3 сопоставлены с предельными приведенными касательными напряжениями $[\tau_{xz}]$, $[\tau_{yz}]$, вычисленными по формулам [6]. Для рассматриваемого С3 (см. таблицу 3)

$$[\tau_{xz}] = 0,78 \text{ МПа}, [\tau_{yz}] = 0,416 \text{ МПа}.$$

Таким образом, касательные напряжения в заполнителе не превышают допустимых, условия прочности выполняются.

Результаты показывают, что критерий (11) нарушается (превышает единицу) в зоне опор, однако быстро падает и в регулярной зоне каркаса СБ становится меньше единицы. Невыполнением ограничения по несущей способности в виде критерия в зоне опор можно пренебречь, поскольку в этих местах предусматриваются различные усиления (СЗ с меньшей стороной ячейки, заливка сот вспенивающимися составами и т.п.), а также устанавливаются замки зачекочки (см. рис. 1).

Выводы

1. Разработана методика оптимизации конструктивных параметров заданного каркаса СБ на основе предложенной расчетной схемы «балок-полосок».

2. Созданный на основе методики программный продукт позволил существенно автоматизировать проведение проектировочного и поверочного расчетов каркаса СБ.

3. Анализ результатов выполненных расчетов показал эффективность применения методики определения оптимальных значений конструктивных параметров каркаса СБ на ранних этапах проектирования.

4. В перспективе методика может быть распространена на другие конструктивно-силовые схемы каркасов СБ, расширена за счет рассмотрения других расчетных случаев, введения дополнительных ограничений, учета некоторых нерегулярных зон (окантовок, накладок и т.п.).

Список использованных источников

1. Солнечные батареи автоматических космических аппаратов / К.В. Безручко, В.Ф. Гайдуков, С.В. Губин и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2001. – 276 с.

2. Солнечные энергосистемы летательных аппаратов. Физическое и математическое моделирование / под ред. акад. НАН Украины С.Н. Конюхова. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2000. – 515 с.

3. Сливинский, В.И. Проблемы создания суперлегких конструкций солнечных батарей космического назначения и концепция их оптимизации / Технологические системы. – 2(4)/2000. – К., 2000. – С. 80-82.

4. Сотовые заполнители и панельные конструкции космического назначения [Текст]: моногр.: В 2 т. Т. 1. Технологические несовершенства сотовых заполнителей и конструкций / А.В. Гайдачук, О.А. Карпикова, А.В. Кондратьев, М.В. Сливинский; под. ред.

А.В. Гайдачука – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2012. – 279 с.

5. Оптимальное проектирование композитных сотовых конструкций авиакосмической техники: моногр./ В.Е. Гайдачук, А.В. Кондратьев, В.В. Кириченко, В.И. Сливинский. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2011. – 172 с.

6. Царицынский, А.А. Минимизация массы сотовой панели солнечной батареи из полимерных композиционных материалов / А.А. Царицынский // Эффективность сотовых конструкций в изделиях авиационно-космической техники: сб. материалов V междунар. науч.-практ. конф., Днепропетровск 5-7 июня 2013 г. – Днепропетровск, 2013. – С. 254 – 260.

7. Сливинский, В.И. Компьютерная технология синтеза оптимальных проектных параметров солнечных батарей космического назначения из композиционных материалов / В.И. Сливинский // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1. – Х., 1998. – С. 35-38.

8. Гайдачук, В.Е. Механика волокнистых композиционных материалов: учеб. пособие / В.Е. Гайдачук, Я.С. Карпов, М.Ю. Русин. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1991. – 97 с.

9. Панин, В.Ф. Конструкции с наполнителем / В.Ф. Панин, Ю.А. Гладков. – М.: Машиностроение, 1991. – 272 с.

10. Кириченко, В.В. Анализ эффективности схем армирования несущих обшивок и оптимизации свойств сотового наполнителя трёхслойных оболочечных конструкций летательных аппаратов / В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 43(4). – Х., 2005. – С. 27 – 38.

11. Справочник по сопротивлению материалов / Г.С. Писаренко, А.П. Яковлев, В.В. Матвеев.; под ред. Г.С. Писаренко. – 2 изд., перераб. и доп. – К.: Наук. думка, 1988. – 736 с.

12. Ендогур, А.И. Сотовые конструкции: выбор параметров и проектирование / А.И. Ендогур. – М.: Машиностроение, 1986. – 200 с.

Поступила в редакцию 11.09.2014.

*Рецензент: канд. техн. наук, проф. В.В. Кириченко,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*